

(19)日本国特許庁 (J P)

(12) 公 開 特 許 公 報 (A)

(11)特許出願公開番号

特開平11-278400

(43)公開日 平成11年(1999)10月12日

(51)Int.Cl.⁹ 識別記号
B 6 4 G 1/66
G 0 1 B 11/00
G 0 1 S 3/782
5/14
G 0 6 T 7/00

F I
B 6 4 G 1/66 A
G 0 1 B 11/00 H
G 0 1 S 3/782 A
5/14
G 0 6 F 15/62 4 1 5
審査請求 未請求 請求項の数4 O L (全 7 頁)

(21)出願番号 特願平10-78811

(22)出願日 平成10年(1998)3月26日

(71)出願人 000006013

三菱電機株式会社

東京都千代田区丸の内二丁目2番3号

(72)発明者 小山 浩

東京都千代田区丸の内二丁目2番3号 三
菱電機株式会社内

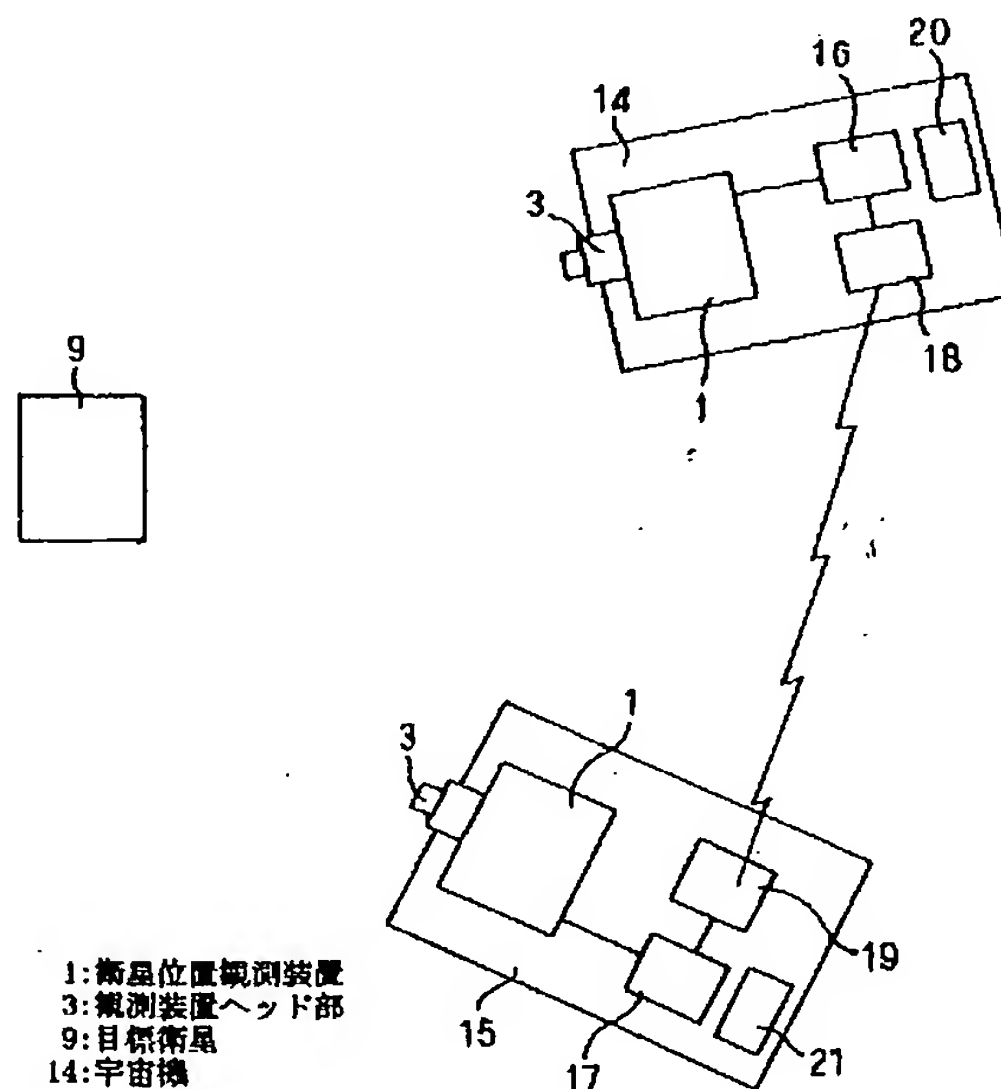
(74)代理人 弁理士 宮田 金雄 (外2名)

(54)【発明の名称】 衛星位置観測装置

(57)【要約】

【課題】 目標衛星に対する、接近する宇宙機からの距離、相対位置、見込み角を計測することを目的とする。

【解決手段】 画像センサ6、画像前処理部11、画像計測処理部12により構成され、画像センサ6の撮像画像を2値化し、画像面積、重心より目標衛星9間との距離、見込み角を計測する。更に、GPSを搭載した2つの接近宇宙機14、15に搭載し、相対位置、絶対位置を計測する。



【特許請求の範囲】

【請求項1】 目標衛星に対し接近する宇宙機に設けられ、接近目標対象となる衛星を観測し目標衛星画像を定期的に取得するレンズ倍率の一定な単一の画像センサと、画像センサの出力から周囲に比べ輝度の高い目標衛星部分を抽出する2値化処理手段と、目標衛星部分に相当する2値化画像の面積及び、面積重心位置、接近目標衛星の大きさ、レンズ倍率を基に観測画像上の衛星2値化画像の面積より画像センサに対する目標衛星の距離を計算する手段と、計算された面積重心位置を基に、画像センサに対する目標衛星の見込み角を計算し、出力する手段を具備したことを特徴とする衛星位置観測装置。

【請求項2】 上記宇宙機はGPS (Global Positioning System) を有する2つの宇宙機であって、上記2つの宇宙機はGPSによる相対航法、及び絶対航法により接近する2つの宇宙機間の相対位置、2つの宇宙機の絶対位置を検出する手段と、衛星位置観測装置により計測された2つの宇宙機から見た目標衛星の見込み角情報とGPSによる2つの宇宙機間の相対位置情報よりステレオ視の原理を基に、接近する2つの宇宙機に対する目標衛星の相対位置を計測する手段と、接近する2つの宇宙機に対する目標衛星の相対位置及びGPSによる2つの宇宙機の絶対位置情報を基に地球固定座標系における目標衛星の絶対位置を計測する手段とを具備したことを特徴とする請求項1記載の衛星位置観測装置。

【請求項3】 目標衛星に対し接近する宇宙機に設けられ、接近目標対象となる衛星を観測し目標衛星画像を定期的に取得するレンズ倍率の可変な画像センサ部と、画像センサの出力から周囲に比べ輝度の高い目標衛星部分を抽出する2値化処理手段と、目標衛星部分に相当する2値化画像の面積及び、面積重心位置、接近目標衛星の大きさ、現在のレンズ倍率を基に観測画像上の衛星2値化画像の面積より画像センサに対する目標衛星の距離を計算する手段と、計算された面積重心位置を基に、画像センサに対する目標衛星の見込み角を計算し、出力する手段と、目標衛星画像の画像センサ画像平面上における面積を一定にするようレンズ倍率を変化させる手段を具備したことを特徴とする衛星位置観測装置。

【請求項4】 上記宇宙機はGPS (Global Positioning System) を有する2つの宇宙機であって、上記2つの宇宙機はGPSによる相対航法、及び絶対航法により接近する2つの宇宙機間の相対位置、2つの宇宙機の絶対位置を検出する手段と、衛星位置観測装置により計測された2つの宇宙機から見た目標衛星の見込み角情報とGPSによる2つの宇宙機間の相対位置情報よりステレオ視の原理を基に、接近する2つの宇宙機に対する目標衛星の相対位置を計測する手段と、接近する2つの宇宙機に対する目標衛星の相対位置及びGPSによる2つの宇宙機の絶対位置情報を基に

地球固定座標系における目標衛星の絶対位置を計測する手段と、レンズ倍率の可変な画像センサ部と目標衛星画像の画像センサ画像平面上における面積を一定にするようレンズ倍率を変化させる手段を具備したことを特徴とする請求項3記載の衛星位置観測装置。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】 この発明は、例えば宇宙機に搭載され、搭載機器、燃料等の貨物の輸送、または故障箇所のインスペクション、修理等を目的とし、軌道上を周回する一般衛星、故障した衛星近傍への接近後、衛星周囲の周回制御、衛星への接近制御を実施する際に必要となる、目標衛星間との距離、相対位置、見込み角、及び目標衛星の絶対位置を計測するための衛星位置観測装置に関するものである。

【0002】

【従来の技術】 まず、従来のこの種の衛星位置観測装置について説明する。図7は、従来の衛星位置観測装置を示す図で、図において1は衛星位置観測装置を示し、衛星位置観測装置1は目標衛星9に装備されるターゲットリフレクタ2と、接近する宇宙機14に装備される観測装置ヘッド部3、観測装置電子回路部4より構成されている。ここで、ターゲットリフレクタ2は光の入射方向と同一方向に光を反射する再帰反射特性を有するコーナキューブレフレクタであり、観測対象となる目標衛星9に事前に装着することが必要である。また、観測装置ヘッド部3は、ターゲットリフレクタ2を照射するためのレーザ光照射装置5、及びターゲットリフレクタ2からのレーザ反射光より距離、見込み角を求めるための画像センサ6、位相計測装置7より構成されている。レーザ光照射装置5より照射されたレーザ光8はターゲットリフレクタ2により反射され、反射光は画像センサ6、位相計測装置7により観測される。距離の計測はレーザ光照射装置5より照射した変調信号の送信時の位相とターゲットリフレクタ2による反射光の受信時の位相との差を位相計測装置7にて計測することにより実施する。見込み角の測定はレーザ光照射装置5より照射したレーザの反射光を画像センサ6の画像センサ撮像面10にて観測し、観測視野内の位置、即ち見込み角に相当する画像位置を観測装置電子回路部4にて計算し、出力する。観測装置ヘッド部3の動作は、観測装置電子回路部4にて制御され、観測装置ヘッド部3に対する、ターゲットリフレクタ2の距離、見込み角が出力される。観測装置電子回路部4より出力された距離、見込み角の情報は、宇宙機14の姿勢制御装置20に送られ、宇宙機14と目標衛星9間の相対距離、相対姿勢の制御に使用される。

【0003】

【発明が解決しようとする課題】 ところで、一般の目標衛星に対し、実験機材、燃料等の貨物の輸送、または故障箇所のインスペクション、修理等を実施する場合、目

標衛星近傍への接近後、衛星周囲の周回制御、接近制御等を実施することが必要となる。この場合、目標衛星自体が必ずしもランデブによる接近を目的に開発されたものとは限らないこと、目標衛星故障時には姿勢制御が不能となり、目標衛星が自然に回転している可能性があること等の理由により、目標衛星に対し特別な装置の装着を必要とせず、また、目標衛星の姿勢によらず衛星位置観測装置を使用できることが望ましい。しかしながら、従来の衛星位置観測装置には、次に述べるような問題点がある。

【0004】すなわち、従来の衛星位置観測装置 1 においては、レーザ光照射装置 5 により照射されたレーザ光 8 を目標衛星 9 上に装着されたターゲットリフレクタ 2 により反射させることにより距離、見込み角を計測するため、目標衛星 9 上にターゲットリフレクタ 2 が装着されていることが利用の前提となる。即ち、目標衛星に対し特別な装置の装着が必要となり、一般の衛星への接近に適用することは不可能である。また、レーザ光照射装置 5 より照射されるレーザ光 8 のビーム幅、レーザ光 8 を反射するターゲットリフレクタ 2 の反射可能角度範囲、及びレーザ光 8 を観測するの画像センサ 6 のレンズ視野範囲の制限より、目標衛星 9 上に装着されたターゲットリフレクタ 2 に対し、あらかじめ規定された相対姿勢、及び見込み角範囲内でのみ計測が可能となる。即ち、目標衛星 9 の姿勢を把握し、ターゲットリフレクタ 2 に対し、規定された角度範囲内より接近を行う必要があり、接近方向によらず従来の衛星位置観測装置 1 を使用することは不可能である。

【0005】この発明は、このような従来の衛星位置観測装置における課題を解決するためになされたものであり、以下に詳述する。

【0006】

【課題を解決するための手段】第 1 の発明による衛星位置観測装置は、接近する宇宙機側に搭載されたレンズ倍率の一定な単一の画像センサにより、接近目標となる衛星を観測し、目標衛星画像を定期的に取得し、画像センサによる観測画像取得後、2 値化処理を実施し、周囲に比べ輝度の高い、目標衛星部分を抽出し、その後、目標衛星部分に相当する 2 値化画像の面積及び、面積重心位置を計算し、実際の衛星の大きさ、レンズ倍率を基に観測画像上の衛星 2 値化画像の面積より画像センサに対する目標衛星の距離を計算すると共に、計算された面積重心位置を基に、画像センサに対する目標衛星の見込み角（アジマス、エレベーション角）を計算し、出力する機能を有するものである。

【0007】第 2 の発明による衛星位置観測装置は、第 1 の発明による衛星位置観測装置を、目標衛星に対し接近する、GPS (Global Positioning System) を有する 2 つの宇宙機に搭載し、目標衛星を観測し、GPS による絶対航法（地球固定座標系

に対する宇宙機の位置、速度を計測する）、及び相対航法（自機に対する他宇宙機の相対位置、速度を計測する）により計測される、接近する 2 つの宇宙機の絶対位置情報、2 つの宇宙機間の相対位置情報、及び衛星位置観測装置により計測された 2 つの宇宙機から見た目標衛星の見込み角情報を基に、ステレオ視の原理を基に、接近する 2 つの宇宙機に対する目標衛星の相対位置及び、地球固定座標系における目標衛星の絶対位置を計測する機能を有するようにしたものである。

10 【0008】第 3 の発明による衛星位置観測装置は、第 1 の発明による衛星位置観測装置において画像センサ部における、レンズ倍率を可変とし、目標衛星画像の画像センサ画像平面上における面積を一定とするようレンズ倍率を変化させることにより、目標衛星間との距離にかかわらず、計測精度を一定に保ち、目標衛星に対する距離、相対位置、絶対位置、見込み角を計算し、出力する機能を有するようにしたものである。

20 【0009】第 4 の発明による衛星位置観測装置は、第 2 の発明による衛星位置観測装置において画像センサ部における、レンズ倍率を可変とし、目標衛星画像の画像センサ画像平面上における面積を一定とするようレンズ倍率を変化させることにより、目標衛星間との距離にかかわらず、計測精度を一定に保ち、目標衛星に対する距離、相対位置、絶対位置、見込み角を計算し、出力する機能を有するようにしたものである。

【0010】

30 【発明の実施の形態】実施の形態 1. 図 1 は、この発明の実施の形態 1 を説明するブロック図であり、1、3、4、6、9、10 は図 7 と同じものである。11 が画像前処理部、12、13 は画像メモリである。

40 【0011】画像前処理部 11 においては、画像センサ 6 により取得した画像を画像メモリ 12 に転送する。図 6 に画像前処理部 11 内の画像メモリ 12 の状態を示す。画像メモリ 12 上の画像データは輝度に対応した数値にて記録されるが、図 6 (a) に示す通り、目標衛星 9 への接近を日照時に選ぶことにより、太陽により照射されている目標衛星 9 の撮像部分に対応する画像データは周囲の宇宙空間に対し、高輝度を有することとなる。このため、図 6 (b) に示す通り、画像前処理部 11 において、一定の閾値以上の輝度を有する画像メモリ 12 上の画素データを 1、その他を 0 とする 2 値化処理を実施することにより、目標衛星 9 の撮像画像部分を抽出することができる。即ち、2 値化処理により抽出された目標衛星 9 の部分は 1、その他の部分は 0 となる。ここで、画像メモリ 12 上の 1 の個数を合計することにより目標衛星 9 の撮像面上の面積を求めることができる。この面積を S1 とする。また、画像メモリ 12 上のデータ配列を図 4 の通りとすると、2 値画像データより数 1 により、目標衛星 9 の像の面積重心位置 (XS0、YS0) を求めることができる。ここで、図 4 は画像メモリ

5

12の構成を表すものである。画像メモリ12中の各画素は、画像メモリ12の中央を原点とするx-y平面上の点として表現され、画素はx方向には正負方向共に1xn画素、y方向には正負方向共に1ym画素より構成されるものとする。また、焦点位置Fから見たx、y方向の画像面の広がり（視野角）は各々、H0度、V0度とする。同様に、焦点位置Fから見た物体の見込み角（アジマス：Az、エレベーション：El）は物体の画像メモリ12上の投影位置を基に、図4の通り定義される。また、焦点距離はfとする。

【0012】

【数1】

$$XS0 = \frac{\sum_{i=-1xn}^{+1xn} Xij \cdot i}{S1}$$

$$YS0 = \frac{\sum_{j=-1ym}^{+1ym} Xij \cdot j}{S1}$$

Xij:画素(i,j)の値を示す

【0013】ここで、目標衛星9を画像センサ6により規定距離X0m離れた点より観測した場合の画像センサ6の画像メモリ12上における平均的投影面積をS0とすると、目標衛星9の撮像面上の面積がS1である場合の目標衛星9間との距離Rは数2の通りとなる。

【0014】

【数2】

$$R = \frac{S1}{S0} \cdot X0$$

【0015】また、画像センサ6の視野角を図4の通り、横方向±H0度、縦方向±V0度とすると、画像センサ6の視野中央を原点とした場合の目標衛星9の見込み角、即ちエレベーション角Az、アジマス角Elは数3の通りとなる。

【0016】

【数3】

$$Az = \frac{XS0}{1xn} \cdot H0$$

$$El = \frac{YS0}{1yn} \cdot V0$$

【0017】即ち、数2、3に従った演算を画像計測処理部12により実施することにより、目標衛星9に対する、距離、見込み角を計測、出力することができる。

【0018】実施の形態2、実施の形態2による衛星位置観測装置1は、前項の実施の形態1による衛星位置観測装置1を図2に示すように、目標衛星9に対し接近する2つの宇宙機14、宇宙機15上に搭載する。図2に

6

示した、2つの接近する宇宙機14、宇宙機15にはGPS受信機16、GPS受信機17が搭載されており、各々の地球固定座標系における絶対位置（XA、YA、ZA）、（XB、YB、ZB）とする）を計測する。また、2つの接近する宇宙機14、宇宙機15に搭載された宇宙機間通信装置18、宇宙機間通信装置19により地球固定座標系における宇宙機14、宇宙機15の絶対位置を相互通信し、その差分をとることにより2つの宇宙機間の相対位置（Xr、Yr、Zr）を計測することができる。2つの接近する宇宙機14、宇宙機15は姿勢制御装置20、姿勢制御装置21を有しており、常に地球指向方向に制御されているものとする。

【0019】ここで、実施形態1による衛星位置観測装置1にて目標衛星9を2つの接近する宇宙機14、宇宙機15から観測する。この場合、2つの接近する宇宙機14、宇宙機15間の相対位置（Xr、Yr、Zr）は上記手法により計測されているため、2つの接近する宇宙機14、宇宙機15にて観測した目標衛星9の重心位置の画像メモリ12上の位置より、図5に示すようなステレオ視の原理を使用し、数4により、宇宙機14、宇宙機15に対する目標衛星9の相対位置を計測することができる。図5において、宇宙機14、宇宙機15上各々に搭載された衛星位置観測装置1により求められた目標衛星9の像の面積重心位置を各々（XL、YL）、（XR、YR）、数4に基づき求められる目標衛星9の重心位置を（X、Y、Z）とする。

【0020】

【数4】

$$Z = f - \frac{f \cdot Xr}{XL - XR}$$

$$X = \frac{XL}{f} (f - Z)$$

$$Y = \frac{YL}{f} (f - Z)$$

【0021】上式により、接近する宇宙機14、宇宙機15に対する目標衛星9の相対位置を計測することができるが、接近する宇宙機14、15の地球固定座標系における絶対位置はGPSにより別途計測されている。このため、目標衛星9の地球固定座標系における絶対位置も、接近する宇宙機14、宇宙機15の地球固定座標系における絶対位置と、2つの宇宙機と目標衛星9間の相対位置の和をとることにより求めることができる。

【0022】実施の形態3、この発明の実施の形態3による衛星位置観測装置1は、図3に示すようにズームレンズ22を有しており、画像センサ視野は可変である。画像メモリ12上の1の個数を合計することにより目標衛星9の撮像面上の面積を求め、この面積が常に一定となるよう、画像センサ6のズームレンズ22の視野角をズームレンズ制御装置23により制御することにより、常に、一定の観測条件にて目標衛星9の画像を取得する

ことが可能となる。即ち、目標衛星 9 間との距離にかかわらず、一定計測精度にて目標衛星 9 に対する距離、相対位置、絶対位置、見込み角計測値を得ることができる。

【0023】実施の形態4. この発明の実施の形態4による衛星位置観測装置1は、図3に示すようにズームレンズ22を有しており、画像センサ視野は可変である。画像メモリ12上の1の個数を合計することにより目標衛星9の撮像面上の面積を求め、この面積が常に一定となるよう、画像センサ6のズームレンズ22の視野角をズームレンズ制御装置23により制御することにより、常に、一定の観測条件にて目標衛星9の画像を取得することが可能となる。実施形態4による衛星位置観測装置1を図2における接近する宇宙機14、宇宙機15に搭載することにより、目標衛星9間との距離にかかわらず、一定計測精度にて目標衛星9に対する距離、相対位置、絶対位置、見込み角計測値を得ることができる。

【 0 0 2 4 】

【発明の効果】第１の発明によれば、目標衛星に対し特別なリフレクタを装着することなく、また、目標衛星に対する接近方向に制限を設けることなく、衛星周囲の周回制御、接近制御等の実施に必要な、目標衛星、接近宇宙機間の距離、見込み計測値を得ることができる。

【0025】第2の発明によれば、目標衛星に対し特別なフレクタを装着することなく、また、目標衛星に対する接近方向に制限を設けることなく、二機の接近宇宙機側にGPSを搭載し、接近宇宙機間の相対位置、接近宇宙機の絶対位置情報をGPSにより取得することにより、衛星周囲の周回制御、接近制御等の実施に必要な、目標衛星、接近宇宙機間の相対位置、目標衛星の絶対位置計測値を得ることができる。

【００２６】第３の発明によれば、画像センサ部における、レンズ倍率を可変とし、目標衛星画像の画像センサ

画像平面上における面積を一定とするようレンズ倍率を変化させることにより、目標衛星間どの距離にかかわらず、一定計測精度の目標衛星に対する距離、相対位置、絶対位置、見込み角計測値を得ることができる。

【００２７】第４の発明によれば、画像センサ部における、レンズ倍率を可変とし、目標衛星画像の画像センサ画像平面上における面積を一定とするようレンズ倍率を変化させることにより、目標衛星間との距離にかかわらず、２つの宇宙機より一定計測精度の目標衛星に対する距離、相対位置、絶対位置、見込み角計測値を得ることができる。

【図面の簡単な説明】

【図１】 この発明による衛星位置観測装置の実施の形態１を示すブロック図である。

【図 2】 この発明による衛星位置観測装置の実施の形態 2 を示すブロック図である。

【図 3】 この発明による衛星位置観測装置の実施の形態 3、4 を示すブロック図である。

【図 4】 画像センサの視野角を示す図である。

【図5】 ステレオ視による計測原理を示す図である。

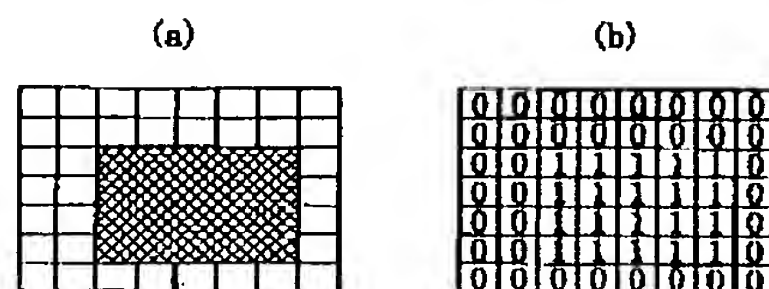
【図6】 画像メモリの構成を示す図である。

【図 7】 従来の衛星位置観測装置を示す図である。

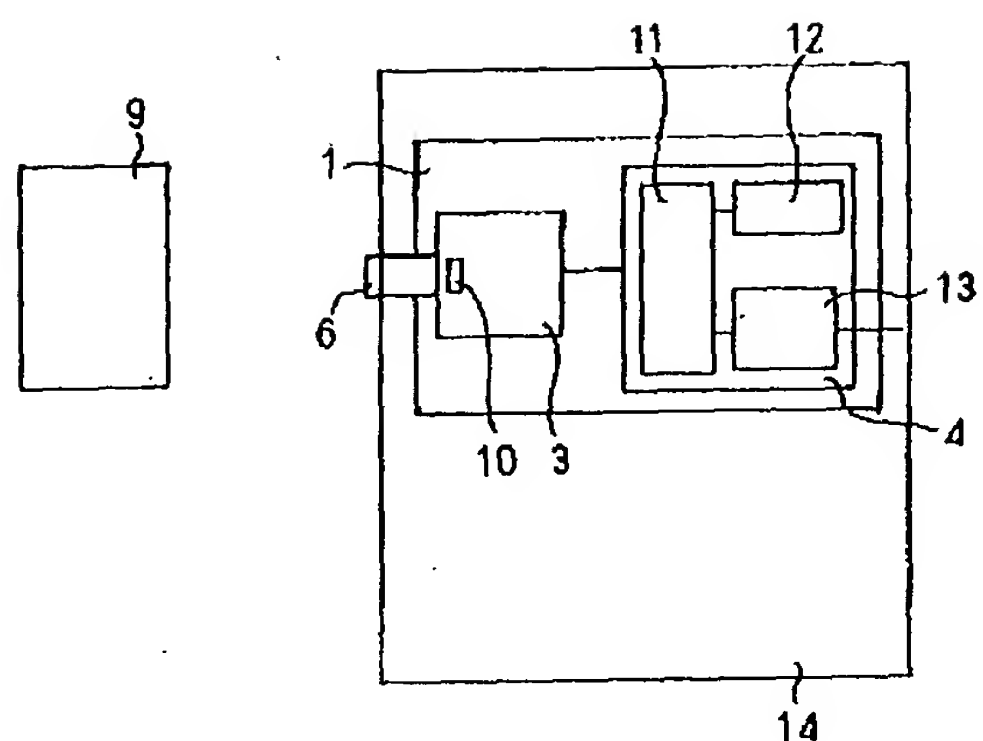
【符号の説明】

1 衛星位置観測装置、2 ターゲットリフレクタ、3 観測装置ヘッド部、4 観測装置電子回路部、5 レーザ光照射装置、6 画像センサ、7 位相計測装置、8 レーザ光、9 目標衛星、10 画像センサ撮像面、11 画像前処理部、12 画像メモリ、13 画像計測処理部、14 宇宙機、15 宇宙機、16 GPS受信機、17 GPS受信機、18 宇宙機間通信装置、19 宇宙機間通信装置、20 姿勢制御装置、21 姿勢制御装置、22 ズームレンズ、23 ズームレンズ制御装置。

【图 6】

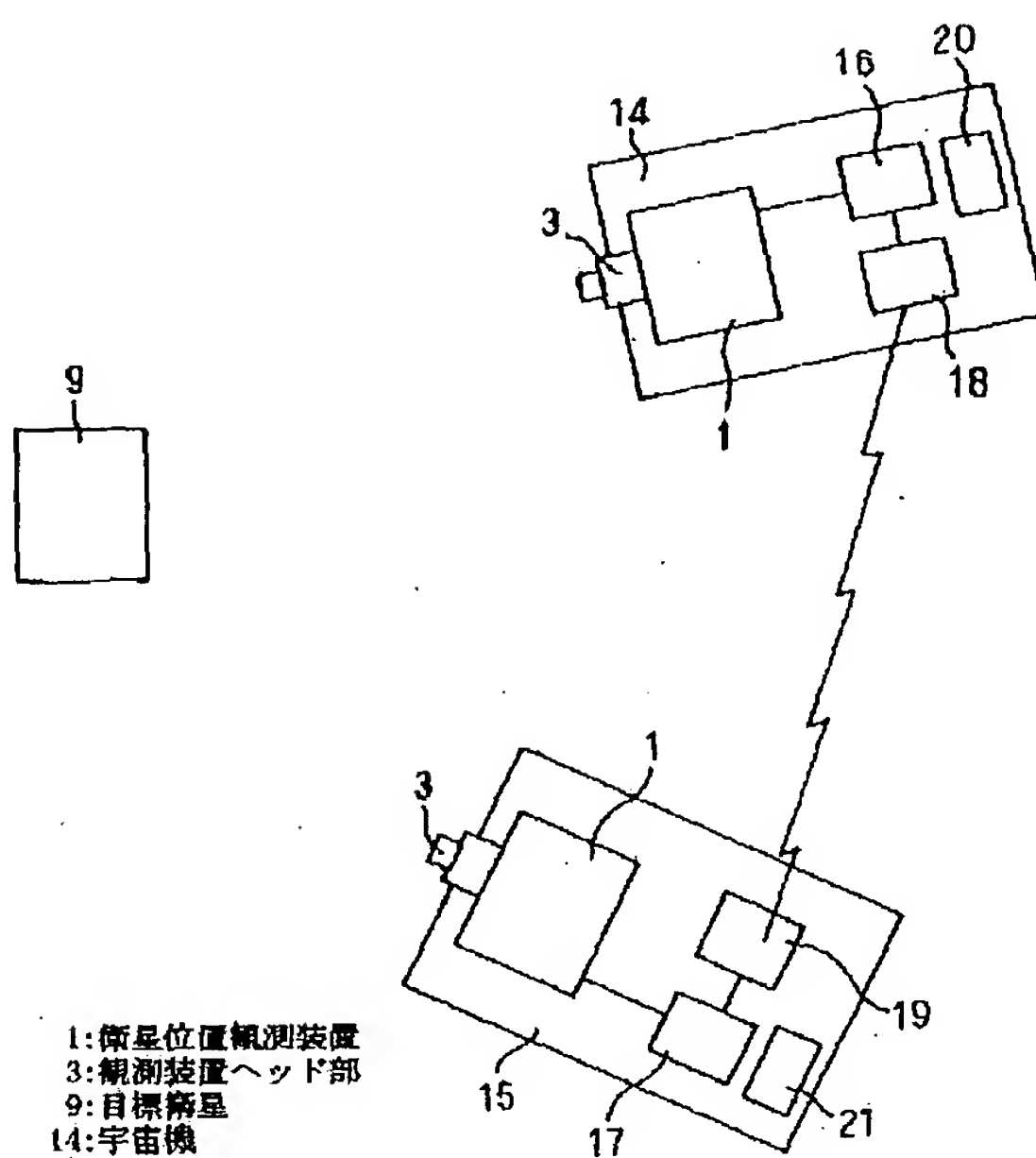


【図 1】



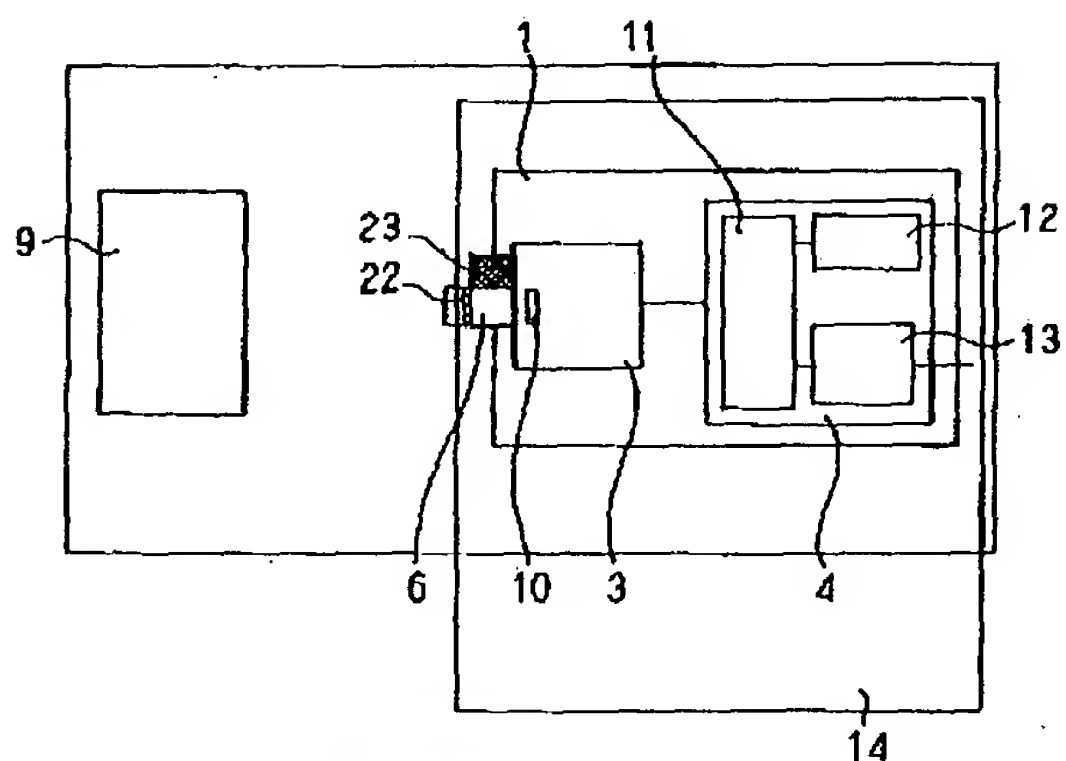
- 1:衛星位置観測装置
- 3:観測装置ヘッド部
- 4:観測装置電子回路部
- 6:画像センサ
- 9:目標衛星
- 10:画像センサ撮像面
- 11:画像前処理部
- 12:画像メモリ
- 13:画像計測処理部
- 14:宇宙機

【図 2】



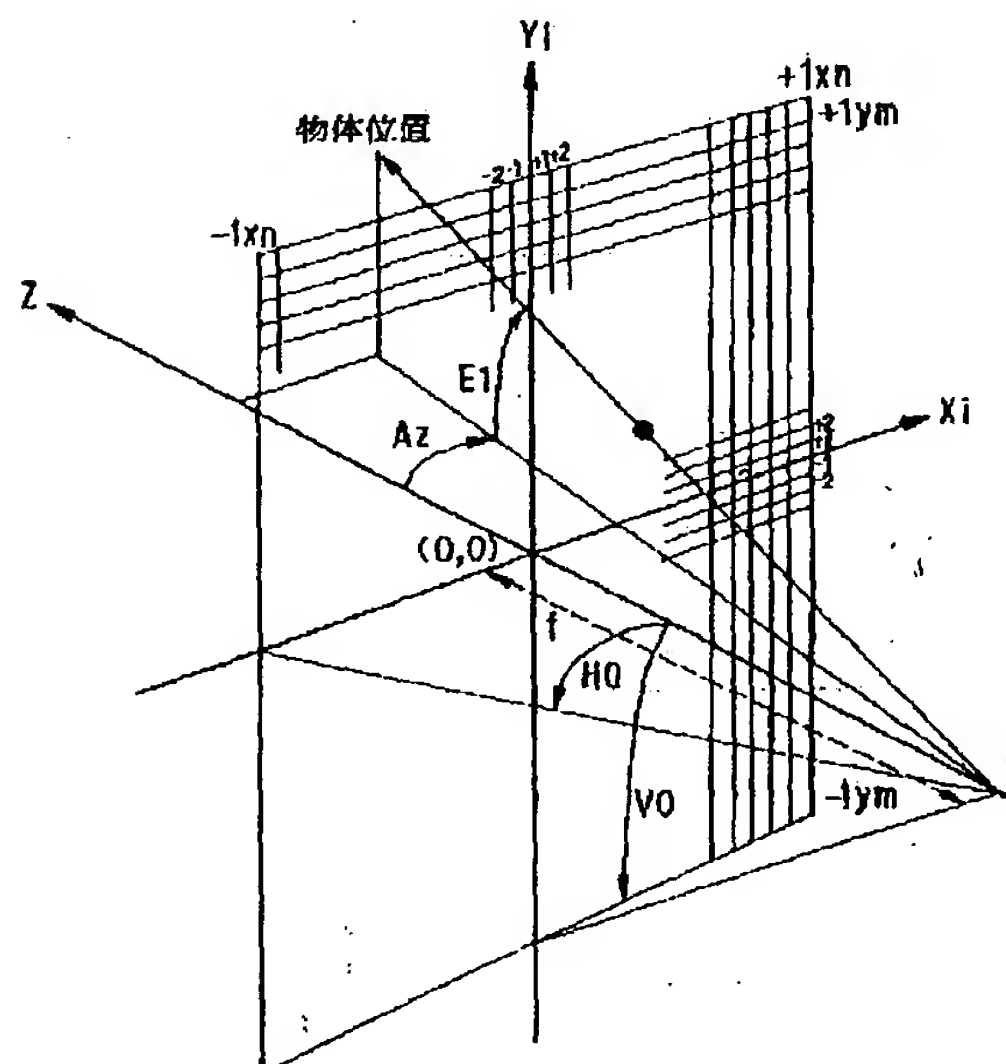
- 1:衛星位置観測装置
- 3:観測装置ヘッド部
- 9:目標衛星
- 14:宇宙機
- 15:宇宙機
- 16:GPS受信機
- 17:GPS受信機
- 18:宇宙機間通信装置
- 19:宇宙機間通信装置
- 20:姿勢制御装置
- 21:姿勢制御装置

【図 3】

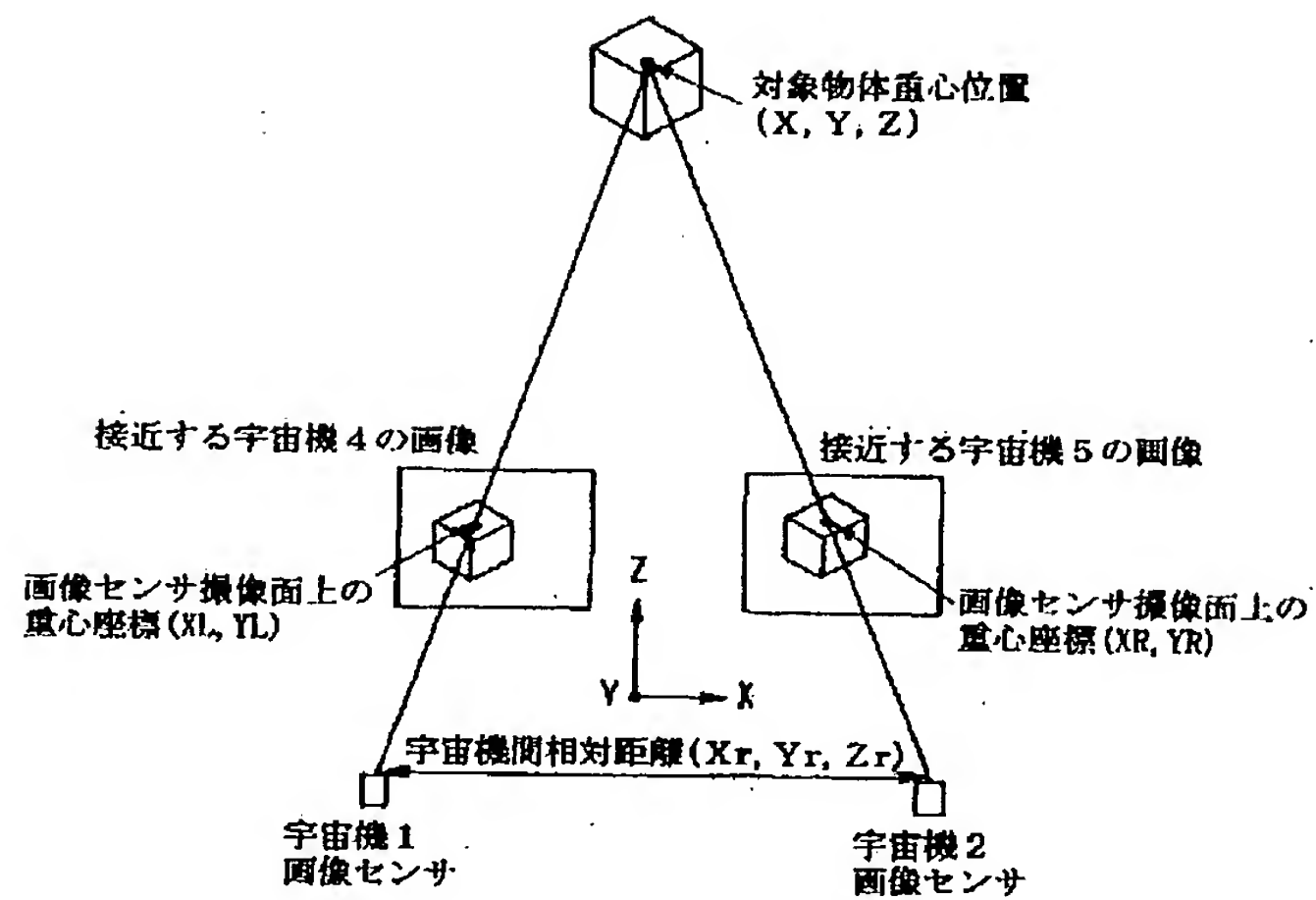


- 1:衛星位置観測装置
- 3:観測装置ヘッド部
- 4:観測装置電子回路部
- 5:レーザー光照射装置
- 6:画像センサ
- 9:目標衛星
- 10:画像センサ撮像面
- 11:画像前処理部
- 12:画像メモリ
- 13:画像計測処理部
- 14:宇宙機
- 22:ズームレンズ
- 23:ズームレンズ制御装置

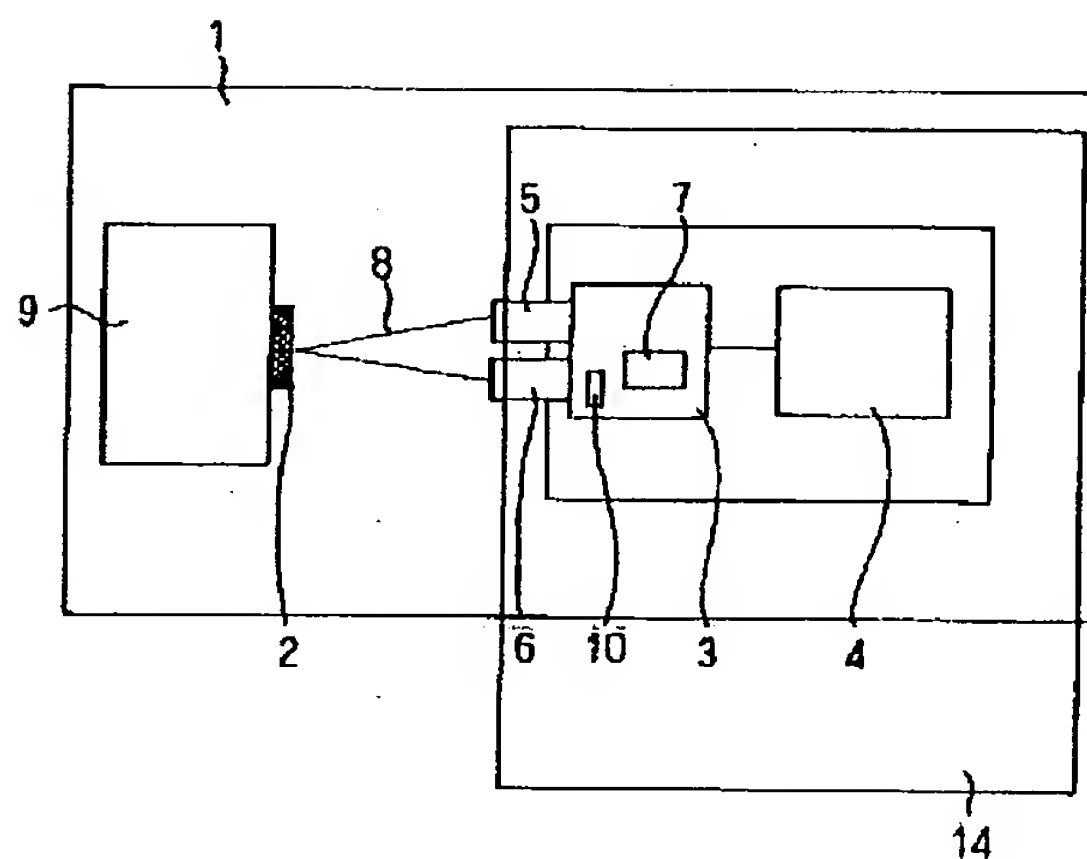
【図 4】



【図 5】



【図 7】



1: 衛星位置観測装置
2: ターゲットリフレクタ
3: 観測装置ヘッド部
4: 観測装置電子回路部
5: レーザー光照射装置
6: 画像センサ
7: 位相計測装置
8: レーザー光
9: 目標衛星
10: 画像センサ撮像面
11: 画像前処理部
12: 画像メモリ
13: 画像計測処理部

14: 宇宙機
15: 宇宙機
16: GPS受信機
17: GPS受信機
18: 宇宙機間通信装置
19: 宇宙機間通信装置
20: 姿勢制御装置
21: 姿勢制御装置
22: ズームレンズ
23: ズームレンズ制御装置